

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

Informe preliminar

A-32/2008

**Accidente ocurrido a la aeronave
McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82),
matrícula EC-HFP, operada por la
compañía Spanair en el aeropuerto
de Madrid-Barajas el 20 de agosto de
2008**

Informe preliminar A-32/2008

**Accidente ocurrido a la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82),
matrícula EC-HFP, operada por la compañía Spanair en el aeropuerto de
Madrid-Barajas el 20 de agosto de 2008**

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles 20 agosto 2008; 14.24 hora local ¹
Lugar	Aeropuerto Madrid-Barajas. Madrid (España)

AERONAVE

Matrícula	EC-HFP
Tipo y modelo	McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82)
Explotador	Spanair

Motores

Tipo y modelo	Pratt & Whitney JT8D-219
Número	2

TRIPULACIÓN	Piloto al mando	Copiloto
Edad	39 años	36 años
Licencia	Piloto de Transporte de Línea Aérea ATPL (A)	Piloto Comercial CPL (A)
Total horas de vuelo	8476 horas ²	1276 horas ²
Horas de vuelo en el tipo	5776 horas	1054 horas

LESIONES	Muertos	Graves	Leves/Illesos
Tripulación	6		
Pasajeros	148	18	
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Área incendiada de unas 12 Ha de superficie

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular – Interior de pasajeros
Fase de vuelo	Despegue - Ascenso Inicial

INFORME PRELIMINAR

Fecha de aprobación	8 octubre 2008
---------------------	----------------

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos unidades a la hora local

² A fecha 31 de julio de 2008

0. General

El presente informe recoge la información factual más relevante que ha sido establecida en las etapas iniciales de la investigación y constituye el informe preliminar contemplado en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional. La información que se aporta es susceptible de poder variarse a medida que la investigación avance.

El día 20 de agosto de 2008 a las 14.24 horas, la aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82), matrícula EC-HFP, operada por la compañía Spanair, sufrió un accidente inmediatamente después del despegue en el aeropuerto de Madrid-Barajas, Madrid (España). La aeronave acabó destruida a consecuencia de los impactos con el suelo e incendio. Hubo 154 fallecidos, incluyendo a los 6 miembros de la tripulación, y 18 heridos graves entre los ocupantes del avión.

En la Comisión (CIAIAC) se recibió la notificación del accidente a las 14.43 horas, a través de la llamada telefónica realizada desde el Centro de Gestión Aeroportuaria (CGA) de Barajas, y un equipo formado por seis investigadores y el Presidente de la Comisión se desplazó a Barajas en la tarde del día del accidente. Conforme a los acuerdos internacionales se envió notificación al NTSB³ de los Estados Unidos de América, en representación del Estado de diseño y fabricación de la aeronave, y se informó a las autoridades nacionales de aviación civil y a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (AESA). El NTSB ha nombrado un representante acreditado para participar en la investigación, al que asisten expertos del NTSB, de la FAA⁴, de Boeing, como sucesor de los derechos y obligaciones del fabricante original de la aeronave, y de Pratt & Whitney, fabricante de los motores. Spanair, compañía explotadora de la aeronave participa y coopera con la investigación proporcionando expertos de operaciones, aeronavegabilidad y mantenimiento. La DGAC⁵ de España y la AESA son también informados de los aspectos más importantes de la investigación.

1. Antecedentes del vuelo

La aeronave y la tripulación habían volado el 20 de agosto a primera hora desde Barcelona a Madrid en lo que fue el primer tramo programado para ese día. Habían salido de Barcelona a las 8.55 horas y la llegada a Madrid se produjo a las 10.13 horas. El vuelo se desarrolló sin novedad y no se registró ninguna incidencia. A continuación estaba previsto emprender el trayecto entre Madrid y Las Palmas. Se trataba del vuelo regular JKK5022 de transporte público de pasajeros, con origen en el aeropuerto de Madrid-Barajas y destino en el aeropuerto de Gran Canaria, situado en la isla del mismo nombre. La hora estimada de salida eran las 13.00 horas.

³ El National Transportation Safety Board (NTSB) es el organismo oficial de investigación de accidentes de transporte de los Estados Unidos de América.

⁴ La FAA, Federal Aviation Administration, es la autoridad aeronáutica civil de los Estados Unidos de América.

⁵ La DGAC, Dirección General de Aviación Civil, es la autoridad aeronáutica civil de España.

Durante la escala en Barajas se preparó el avión para el vuelo, se repostó con 10130 litros de combustible JET A-1 y se embarcó el pasaje y la carga. Según consta en la hoja de carga, el peso máximo al despegue (MTOW⁶) era de 147000 libras. El peso total de la carga era de 5190 libras y el de los pasajeros, de 27655 libras. En la hoja de carga se anotaron cambios de última hora (*last minute changes (LMC)*) que incrementaron el peso en 555 libras. El número total de pasajeros que se reflejaba en la hoja de carga era de 163 y una vez anotadas las modificaciones o cambios de última hora, se corrigió a 166. La tripulación la componían 2 pilotos y 4 tripulantes de cabina de pasajeros (TCP). Con todo, el peso al despegue del avión (ATOW⁷) que se reflejaba en la hoja era de 141863 libras.

La aeronave fue autorizada por control para la puesta en marcha a las 13.06.15⁸ horas e inició el rodaje hasta la pista 36L desde la posición de aparcamiento T21 que ocupaba en la plataforma de la terminal T2 de Barajas. De acuerdo con la información grabada en el registrador de parámetros de vuelo (DFDR⁹), la aeronave estaba configurada con una deflexión de 11° de *flaps*¹⁰. Una vez en la cabecera de la pista, la aeronave recibió la autorización para el despegue a las 13.24.57 horas. La tripulación comunicó a las 13.26.27 horas a la torre de control que tenían un problema y que debían abandonar la pista y finalmente, a las 13.33.12 horas comunicaron que retornaban a la plataforma.

La tripulación había detectado un excesivo calentamiento de la sonda de temperatura (*Ram Air Temperature (RAT) probe*) y lo anotó en el registro técnico del avión (ATLB¹¹). En el DFDR quedó grabada una temperatura máxima de la sonda de 104°C.

El avión regresó a la plataforma, situándose en la posición remota R11 del aparcamiento de la terminal T2. La tripulación paró los motores y demandó la asistencia de técnicos de mantenimiento para resolver el problema. El mecánico se cercioró de la avería que se describía en el ATLB, consultó la Lista de Equipo Mínimo (MEL¹²) en el apartado correspondiente a la calefacción de la sonda RAT y procedió a abrir el interruptor del circuito eléctrico que conecta esa calefacción. Con ello se propuso y se aceptó el despacho del avión. La información grabada en el DFDR durante el rodaje y posterior carrera de despegue previa al accidente registra una temperatura máxima de la sonda RAT de 30°C.

⁶ Maximum Take Off Weight

⁷ Actual Take Off Weight

⁸ La expresión del tiempo en horas, minutos y segundos (formato hh.mm.ss) en este informe tiene su origen en el reloj del registrador de parámetros de vuelo (DFDR). La correlación de tiempos entre el reloj de la Torre de Control y el del registrador de parámetros de vuelo se ha efectuado en el momento de la autorización para el despegue que antecedió al accidente.

⁹ Digital Flight Data Recorder

¹⁰ Flaps es el término en inglés con el que se denominan las superficies hipersustentadoras de borde de salida del ala.

¹¹ Aircraft Technical Log Book

¹² La Minimum Equipment List (MEL) se trata de una lista preparada por el operador y aceptada por la autoridad que contempla la operación de una aeronave con ciertos instrumentos, elementos de equipamiento o funciones inoperativos al comienzo de vuelo.

Se repostó de nuevo combustible añadiendo 1080 litros de queroseno a los depósitos y a las 14.08.01 horas la aeronave fue otra vez autorizada para la puesta en marcha y rodaje hacia la pista 36L para el despegue.

La tripulación continuó con tareas de preparación del avión para el vuelo. En las conversaciones del registrador de voces en cabina (CVR¹³) se identifican algunas expresiones que corresponden a las listas de comprobación definidas para antes del arranque de los motores (denominadas *prestart* y *before start checklists* en el manual de operaciones de la compañía), del procedimiento normal de arranque, de la lista de comprobación para después del arranque (*after start checklist*) y de la de rodaje (*taxi checklist*). Durante el rodaje la aeronave estuvo en contacto con el control de rodadura del sector sur, primero y con el del sector central, después. En el tramo final de rodaje la tripulación concluyó sus verificaciones con la última lista de comprobación antes del despegue (*take off imminent checklist*).

A las 14.23.14 horas el avión estaba situado en la cabecera de la pista 36L y fue autorizado a despegar. Con la autorización, control informó a la aeronave que el viento era de 210° en dirección y de 5 nudos en intensidad.

El METAR¹⁴ del aeropuerto correspondiente a las 14.00 horas indicaba buena visibilidad, viento de 350° y 2 nudos, 28° C de temperatura y QNH¹⁵ 1019 milibares, y el correspondiente a las 14.30 horas no variaba en cuanto a las condiciones de visibilidad y temperatura y señalaba viento de 180° y 7 nudos, con variaciones de dirección entre los 90° y los 240° y QNH 1018 milibares.

A las 14.23.19 horas, la tripulación soltó frenos para el despegue. La potencia de los motores del avión se había empezado a incrementar unos segundos antes, a las 14.23.28 horas alcanzaba un valor de 1,4 EPR¹⁶ y continuó ascendiendo hasta registrar un valor máximo de 1,95 EPR en el recorrido en el suelo del avión. La grabación del CVR refleja que a las 14.24.06 horas la tripulación anunció “V1”¹⁷, en el DFDR se grabó en ese instante un valor de la velocidad respecto al aire (CAS¹⁸) de 147 nudos y a las 14.24.08 horas se dijo “rotate”¹⁹ y se registró una velocidad CAS de 154 nudos. En el DFDR quedó registrado el cambio de la señal de modo tierra a modo aire procedente del sensor de la pata de morro (*nose gear strut ground sense*). La vibración de la palanca de control del sistema avisador de pérdida (*stall warning stick shaker*) se activó a las 14.24.14 horas y en cabina sonaron alternativamente en tres (3) ocasiones la bocina y la voz sintética anunciando la condición de pérdida aerodinámica: “[bocina]stall, [bocina]stall, [bocina]stall”. El impacto con el suelo se produjo a las 14.24.23 horas.

Durante todo el recorrido de despegue y hasta el final de la grabación del CVR, no se registró ningún sonido relacionado con el sistema de advertencia de

¹³ Cockpit Voice Recorder

¹⁴ METAR es el informe meteorológico ordinario de aeródromo.

¹⁵ QNH Reglaje del altímetro para obtener elevación estando en tierra

¹⁶ Engine Pressure Ratio (EPR). Valor indicativo de la potencia que suministran los motores.

¹⁷ V1 es la máxima velocidad durante la carrera de despegue a la que el piloto debe emprender la acción de detener en el avión para garantizar que lo hace en una distancia inferior a la de aceleración-parada. V1 se conoce comúnmente como la velocidad de decisión en despegue.

¹⁸ Calibrated Air Speed

¹⁹ Voz inglesa que identifica la velocidad de rotación en el despegue.

configuración inadecuada para el despegue (TOWS²⁰). Durante todo el periodo comprendido entre la puesta en marcha de los motores en la posición de aparcamiento R11 y el final de la grabación del DFDR, los valores registrados de deflexión de *flaps* fueron de 0°.

La carrera de despegue tuvo una longitud aproximada de 1950 m. Una vez en el aire, la aeronave se elevó hasta una altura de 40 pies del suelo y luego descendió hasta el impacto con el terreno. A lo largo de su trayectoria en el aire la aeronave adoptó una actitud de ligero alabeo a la izquierda, seguido de un rápido alabeo a la derecha de 20°, otro ligero alabeo a la izquierda y de nuevo alabeo brusco a la derecha de 32°. En este proceso, el ángulo máximo de encabritado (*pitch*) registrado fue de 18°.

El primer impacto con el suelo se produjo con la parte del cono de cola del avión y casi simultáneamente con la punta del ala derecha y los capós del motor derecho. Las huellas de esos impactos se localizaron en el lado derecho de la franja de pista visto en la dirección de despegue, a una distancia de 60 m, medida perpendicularmente al eje de la pista y a 3207,5 m del umbral, medidos en la dirección de la pista. A continuación el avión se desplazó en el suelo a lo largo de 448 m hasta llegar al extremo lateral de la franja de pista, describiendo una trayectoria casi rectilínea formando un ángulo de 16° con la pista. Después, perdió el contacto con el suelo al alcanzar un terraplén situado más allá del extremo lateral de la franja de pista y volvieron a encontrarse de nuevo huellas en el terreno a 150 m de distancia, sobre la carretera perimetral del aeropuerto, cuya cota está 5,50 m por debajo de la franja de pista. El avión continuó desplazándose a lo largo de un terreno irregular que descendía hasta el cauce del arroyo de la Vega, a donde llegó la estructura principal con un alto grado de desintegración. Se originó un incendio que afectó a un área aproximada de 12 hectáreas, fundamentalmente en el margen derecho de la corriente del arroyo, calcinando la vegetación formada por matorrales y árboles. Desde el punto del primer impacto en el suelo hasta el lugar más alejado donde se localizaron restos del avión había una distancia de 1093 m.

A bordo del avión viajaban 172 personas, de las que fallecieron 148 pasajeros y los 6 tripulantes, y 18 pasajeros, entre los que se encontraban 2 menores de edad, resultaron con heridas de gravedad.

2. Información sobre la aeronave

2.1. Información general

La aeronave McDonnell Douglas DC-9-82 (MD-82) obtuvo el certificado de tipo nº A6WE de la FAA el 29 de julio de 1981. El titular original del certificado, la compañía McDonnell Douglas, transfirió sus derechos de propiedad a la compañía Boeing el 30 de enero de 1998.

El avión siniestrado tenía el número de serie 53148, su montaje se concluyó el 1 de noviembre de 1993 y se entregó a la compañía Korean Air. En julio de

²⁰ Take Off Warning System
Informe Preliminar A 32/2008

1999 se vendió a su actual propietario y explotador, la compañía Spanair, que lo ha operado con el registro de matrícula de España EC-HFP.

2.2. Dispositivos hipersustentadores

El MD82 está diseñado con dispositivos hipersustentadores de borde de salida (*flaps*) y de borde de ataque de ala (*slats*).

En cada semiala existen dos (2) secciones de *flaps*: la interior y la exterior. Cada sección se mueve por la acción de dos (2) actuadores hidráulicos y todas las secciones se hallan unidas mecánicamente para que los movimientos de extensión y retracción estén sincronizados.

Las superficies de los *slats* están formadas por seis (6) aletas en cada semiala que están unidas entre sí y operan como un conjunto. Los movimientos de extensión y retracción están controlados por sendos cilindros hidráulicos que hacen girar una polea múltiple o tambor al que está conectado un sistema de cables que actúa directamente sobre las aletas.

Los *flaps* y *slats* se actúan de manera solidaria en cabina de vuelo con una palanca situada en la parte derecha del pedestal central de mandos. Los indicadores de *flaps* y *slats* están situados en el lado inferior derecho del panel central de instrumentos.

2.3. Sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS, take off warning system)

El MD-82 dispone de un sistema general de advertencia en cabina (CAWS²¹), que suministra diversos avisos sonoros a la tripulación cuando se dan ciertas condiciones potencialmente inseguras, configuraciones inadecuadas o problemas de funcionamiento de determinados sistemas.

El sistema de advertencia de configuración inadecuada para el despegue (TOWS) es parte del CAWS. El TOWS activa una bocina y una voz sintética que identifican los dispositivos que no están convenientemente configurados para el despegue. Está programado para que al avanzar las palancas de gases de los motores en el despegue se alerte a los pilotos de que los *flaps*, los *slats*, el compensador del estabilizador horizontal (*trim*), el freno de aparcamiento (*parking brake*), el sistema de frenado automático (*auto brake*) o los *spoilers*, no han sido correctamente seleccionados. En caso de que uno o más de estos elementos tenga una configuración errónea, tras sonar la bocina, la voz sintética los anunciará consecutivamente.

El TOWS sólo se activa en tierra y está inhabilitado en vuelo.

²¹ Central Aural Warning System
Informe Preliminar A 32/2008

3. Registradores de vuelo

El avión estaba equipado con un registrador digital de parámetros de vuelo (DFDR), con un registrador de voces en cabina (CVR) y un registrador de acceso rápido (QAR²²).

El DFDR y el CVR se recuperaron de los restos de la aeronave en la tarde noche del día del accidente. Presentaban daños por golpes y señales de haber sido afectados por fuego. La información grabada que contenían se ha descargado en el laboratorio del AAIB²³ en el Reino Unido.

El DFDR, con tecnología de estado sólido, tiene datos grabados correspondientes a más de 100 horas de registro.

El avión va equipado con dos (2) computadores de guiado digital de vuelo (DFGC²⁴), de manera que uno se encuentra siempre en funcionamiento durante la operación del avión y el otro se mantiene en espera. La tripulación selecciona, a su discreción, el DFGC que quiere activar en cada momento. Se han detectado problemas de integridad y fiabilidad en los parámetros de vuelo que se transmiten al DFDR desde el DFGC nº 2 y se continúa investigando el origen de este problema. Entre los parámetros que se registran procedentes de los DFGC´s está la posición de los *slats*. En los parámetros de posición de flaps y temperatura de la sonda RAT no intervienen los DFGC´s. Se ha comprobado que durante el rodaje y el despegue que antecedieron al accidente, el DFGC que estaba seleccionado era el nº 2.

El CVR consta de cuatro (4) canales de grabación de sonido en los que han quedado registrados los 32 minutos anteriores al momento del accidente.

El QAR se localizó y recuperó de entre los restos del avión el viernes 22 de agosto, dos días después del accidente. Presentaba serio deterioro exterior por impactos y fuego. Se ha extraído, con la colaboración del fabricante, parte de la información contenida en su disco magneto-óptico y se está analizando.

4. Inspecciones y pruebas realizadas

Los restos de la aeronave se hallaban dispersos a lo largo de la trayectoria que siguió en el suelo. El avión perdió por completo la integridad estructural y sus principales componentes (fuselaje y alas) experimentaron una gran fragmentación o fueron atacados por el fuego de forma severa. Las labores de rescate de las víctimas produjeron una alteración del estado de los restos tras el accidente e introdujeron daños adicionales de consideración.

Los restos de la aeronave se han recuperado prácticamente en su totalidad y se han preservado en previsión de inspecciones y exámenes detallados.

²² Quick Access Recorder

²³ El AAIB (Air Accident Investigation Branch) es el organismo oficial de investigación de accidentes de aviación del Reino Unido.

²⁴ Digital Flight Guidance Computer

A continuación se describen los hallazgos más significativos que han revelado las inspecciones llevadas a cabo hasta el momento.

4.1. Motores

El avión estaba propulsado por dos (2) motores Pratt & Whitney modelo JT8D-219, configurados como 217C. Los números de serie de los motores nº1 (izquierdo) y nº2 (derecho) eran P728154 y P725716, respectivamente. Los motores se desprendieron de la aeronave durante su desplazamiento sobre el terreno.

El conjunto de reversa²⁵ del motor derecho se localizó aproximadamente a 235 m al norte de las primeras huellas dejadas por el avión en la franja de pista y a unos 846 m al sur del lugar donde se encontró el cuerpo principal del motor. Sus compuertas de inversión de empuje no estaban desplegadas. Los registros de mantenimiento muestran que la reversa había sido desactivada, impidiéndose la apertura de las compuertas y precintando la palanca de actuación en cabina, como medida que servía de aviso a la tripulación.

El conjunto de reversa del motor izquierdo, que también se había separado del cuerpo del motor, se encontró a 913 metros al norte de la primera huella y a 144 metros al sur del cuerpo principal del motor. Sus compuertas de inversión de empuje se encontraron desplegadas.

Los daños de ambos conjuntos de reversa y la posición de las compuertas del motor izquierdo, como se describen anteriormente, son consistentes con los daños que había sufrido la aeronave durante su recorrido sobre el terreno. No se encontraron evidencias que indicaran la existencia de un comportamiento anómalo en los sistemas de reversa.

La hierba que cubría el terreno donde quedaron los restos estaba quemada, y los árboles y arbustos presentaban una destrucción consistente con un fuego forestal. El motor nº1 estaba rodeado por hierba quemada.

La parte inferior trasera del soporte del motor nº 1 mostraba daños producidos por un fuego intenso, en una zona en la que varias líneas de hidráulico, que se habían soltado de la bomba, habían quedado atrapadas entre el soporte y el suelo. En la posición en que quedó el motor, el lado derecho del soporte había quedado apoyado en el terreno, en tanto que su lado izquierdo estaba por encima de éste. Las fundas de protección de las líneas hidráulicas ya aludidas mostraban daños de fuego solamente en la cara que había quedado hacia el suelo.

Los daños observados en el soporte, líneas hidráulicas y capós son consistentes con el daño que produciría un fuego en tierra, con el motor en la posición en que quedó finalmente.

La inspección visual en el lugar del accidente de ambos motores reveló que no había evidencias de perforaciones producidas por componentes internos del

²⁵ Los inversores de empuje (reversas) del MD-82 son de tipo escudo constituidos por dos compuertas, una superior y otra inferior que se desplazan hacia atrás y giran para capturar la corriente de aire que se expulsa por la tobera del motor y así redirigirla hacia adelante.

motor, ni de fuego en vuelo, ni de impactos de elementos blandos en los álabes del *fan*. El examen puso de manifiesto la existencia de impactos de elementos duros en los bordes de ataque de los álabes del *fan* en dirección opuesta a la rotación, lo que es consistente con impactos producidos mientras los motores estaban girando con potencia.

Una primera evaluación de los parámetros de motor registrados en el DFDR (posición de las palancas de cabina, velocidades de rotación de los compresores de baja y de alta, N1 y N2 respectivamente, relación de presiones de motor (EPR), temperatura de gases de escape y flujo de combustible) indica que los dos motores se comportaron correctamente durante toda la secuencia del accidente.

Se tomaron muestras de combustible de las cisternas de las que se aprovisionó el avión durante la escala en Barajas y se han analizado en laboratorio. Los resultados muestran que el combustible se ajusta a las especificaciones.

4.2. Otros componentes, sistemas y equipos

Se han identificado equipos y componentes del avión a lo largo del recorrido a partir del primer punto en el que el avión golpea contra el suelo y en el lugar alrededor de cual se situaban los restos principales.

Se localizó el empenaje de cola con los dos estabilizadores unidos entre sí. Los timones de profundidad estaban unidos al estabilizador horizontal, con los dos extremos de este conjunto rotos y separados de él, mientras que el timón de dirección estaba unido al estabilizador vertical y el conjunto de ambos mantenía su integridad estructural.

Se retiraron varios paneles de acceso de esta estructura para permitir una observación de sus componentes internos y se desmontó el estabilizador horizontal para facilitar su traslado y almacenamiento. El resultado de los exámenes realizados sobre estos componentes indica que los sistemas de actuación de los mandos de profundidad y de dirección mantenían su integridad, no apreciándose en ellos fracturas o daños por impacto. Por otra parte, la posición del husillo que actúa sobre el estabilizador horizontal indica que éste estaba deflectado, aproximadamente 8° en el sentido de mantener hacia arriba el morro del avión.

Se identificaron cinco (5) actuadores de los *flaps*, tres (3) de la semiala derecha y dos (2) de la semiala izquierda. Al haber perdido la presión hidráulica, cuatro (4) de esos actuadores se podían extender y retraer libremente, mientras que el quinto presentaba fuertes daños producidos por el fuego al que estuvo sometido después de haberse desprendido de la estructura del ala y había quedado bloqueado.

Se localizaron e identificaron los dos (2) cilindros de control de los *slats*, así como los elementos que actúan directamente sobre tres (3) aletas. Todos estos componentes estuvieron expuestos al fuego y presentaban evidencias que se corresponderían con una condición de *slats* replegados.

Se han localizado multitud de otros componentes y equipos con diferentes grados de daño, entre los que se pueden destacar los paneles de control de guiado de vuelo automático, en los que se ha documentado la posición en la que se encontraron algunos de sus mandos. También se han recuperado grupos de aire acondicionado izquierdo y derecho, partes del sistema de control de presión de cabina, unidades de radio VHF, paneles de relés, algunos paneles con instrumentos de indicación de cabina de mando, entre los que están los indicadores de *flaps* y *slats*, cuadrante central de mandos de potencia, panel de cortacircuitos, sistemas de navegación, tales como computadores de guiado digital de vuelo, computador de aviso de entrada en pérdida, computador del sistema de aviso de proximidad del terreno y transpondedores, unidad de potencia auxiliar, puertas de acceso a la cabina de vuelo, diferentes restos de fuselaje y ala y partes de los trenes de aterrizaje delantero y principal.

5. Progreso de la investigación

La investigación continúa y se centra en obtener evidencias adicionales que permitan conocer los detalles de la configuración que presentaba el avión en el momento del accidente y del funcionamiento de sus sistemas de avisos en cabina. En este sentido será necesario emprender exámenes y revisiones exhaustivas de los elementos recuperados del avión que tengan que ver con ese objetivo, así como realizar un estudio completo del diseño y evolución a lo largo del tiempo de dichos sistemas. También se analizarán las actuaciones del avión en un afán de verificar la concordancia del diseño y el comportamiento real. Se continúan analizando y refinando los datos grabados en los registradores de vuelo, para lo cual se sigue recopilando información de registros grabados en los meses previos al accidente. Se están investigando también todos los aspectos operacionales.